
VERFAHREN ZUR LASTBEGRENZUNG IN ANTRIEBSSYSTEMEN FÜR FLUGZEUGHOCHAUFTRIEBSSYSTEME

Die Erfindung betrifft ein Verfahren und eine Vorrichtung zur Lastbegrenzung in einem Flugzeughochauftriebssystem, wobei das Flugzeughochauftriebssystem ein verzweigtes Antriebssystem zur mechanischen Leistungsübertragung an Antriebsstationen einzelner Segmente von Landeklappen- und/oder Vorflügelklappensystemen, Positionssensoren und eine Antriebseinheit aufweist.

Es sind bereits Flugzeughochauftriebssysteme mit einer zentralen Antriebseinheit und einem verzweigten Antriebssystem zur mechanischen Leistungsübertragung an die Antriebsstationen einzelner Segmente von Landeklappen-/Vorflügelklappensystemen bekannt. Im Falle der Blockierung eines Landeklappensegmentes und/oder eines Getriebes des verzweigten Antriebssystems müsste dieses Segment und der entsprechende Zweig des Antriebssystems und/oder das

- 2 -

Getriebe und der entsprechende Zweig des Antriebssystems die gesamte Antriebsenergie der Antriebseinheit als Reaktionsmoment aufnehmen und dementsprechend massiv und schwer gebaut sein.

Als Schutzvorrichtungen sind in derartigen Flugzeughochauftriebssystemen mit einem verzweigten Antriebssystem mechanische Lastbegrenzereinrichtungen (engl. Torque Limiter) vorgesehen, um bei Blockierung eines Landeklappensegmentes und/oder eines Getriebes des verzweigten Antriebssystems, eine lokale Überlast in dem Segment und dem entsprechende Zweig des Antriebssystems und/oder dem Getriebe und dem entsprechende Zweig des Antriebssystems zu vermeiden. Dabei ist das Landeklappensegment durch den Stationslastbegrenzer (engl. Actuation Torque Limiter) und das verzweigte Antriebssystem durch den Systemlastbegrenzer (engl. System Torque Limiter) geschützt.

Auf der Basis mechanischer Komponenten stellen solche Lastbegrenzereinrichtungen bereits eine weitgehend optimierte Lösung dar. Allerdings erhöhen diese Systeme aufgrund ihres komplexen Aufbaus jedoch die Masse und die Betriebskosten eines mit ihnen ausgerüsteten Flugzeuges, darüber hinaus werden sie funktionsbedingt nur bei Fehlerfällen aktiviert. Bei engen Auslegungstoleranzen und bei einer parametrisch sensitiven Systemdynamik können diese Lastbegrenzereinrichtungen schließlich auch bei intaktem und fehlerfrei arbeitendem Antriebssystem

- 3 -

ansprechen und dann das gesamte System blockieren.

Aufgabe der Erfindung ist es, ein Verfahren der eingangs genannten Art und eine Vorrichtung zur Durchführung eines solchen Verfahrens bereitzustellen, die bei gewünschter Reduktion von Masse und Betriebskosten des Systems eine Lastbegrenzung zu schaffen.

Die Erfindung löst die Aufgabe durch ein Verfahren und eine Vorrichtung gemäß den unabhängigen Ansprüchen. Gemäß dem erfindungsgemäßen Verfahren zur Lastbegrenzung werden an Komponenten des Antriebssystems Zustandskenngrößen erfaßt und an eine Kontrolleinheit übermittelt. Diese Kontrolleinheit wertet die Zustandskenngrößen mittels eines Algorithmus zur Fehlererkennung aus und initialisiert im Fehlerfall ein kontrolliertes Abregeln der Antriebseinheit. Durch dieses erfindungsgemäße Verfahren ist es möglich, die fehlerbedingten Überlasten infolge Klemmfällen in einem Hochauftriebssystem zu begrenzen ohne eine mechanische Lastbegrenzereinrichtung zu realisieren.

Nachfolgend soll die Erfindung anhand eines in der Zeichnung dargestellten Ausführungsbeispiels näher erläutert werden. Es zeigen

Fig. 1 den schematischen Aufbau eines Klappenantriebssystems gemäß der Erfindung mit den dazugehörigen Antriebskomponenten und einem

- 4 -

elektronisch geregelten Überlastschutz auf der Basis eines Vergleichs von Signalen;

Fig. 2 den schematischen Aufbau eines Klappenantriebssystems gemäß der Erfindung in einer weiteren Ausführungsform;

Fig. 3 ein Flussdiagramm eines Verfahrens zur Lastbegrenzung gemäß der Erfindung.

Fig. 4 eine Darstellung eines Schemas eines sogenannten verallgemeinerten Beobachters zur Fehlererkennung an einem Antriebsstrang; und

Das in Fig. 1 dargestellte Antriebssystem für Landeklappen ist statt mit einem herkömmlichen mechanischen Lastbegrenzer mit einem elektronisch geregelten Überlastschutz ausgestattet. Das Antriebssystem besteht dabei aus einem linken und einem rechten Teilsystem 1, 2, die jeweils zur Ansteuerung zweier Hochauftriebsklappen 3, 4 bzw. 5, 6 dienen, die an den Hinterkanten des Tragflügels angeordnet sind, wobei die beiden Teilsysteme 1, 2 symmetrisch zueinander aufgebaut sind. Die zur Positionierung der Klappen 3 bis 6 erforderliche mechanische Leistung wird von einer zentralen hochdynamisch leistungsregelbaren Antriebseinheit 7 bereitgestellt und jeweils über einen Antriebsstrang 8, 9 zu einer Reihe von mechanischen Aktuatoren 10 in den beiden Tragflächen geführt.

Hierzu gehören jeweils Abzweiggetriebe u.a. 11, 12. Die einzelnen Antriebsstationen 25 sind durch die jeweils zugeordneten Abzweiggetriebe 11 mit dem Antriebsstrang 8 verbunden. Ferner sind im äußeren Endbereich der

- 5 -

Antriebsstränge 8, 9, hydraulisch betätigbare Bremsen 13, 14 angeordnet. Weiterhin befinden sich an den beiden äußeren Enden der Antriebsstränge 8, 9 jeweils ein Asymmetrie-Geber 15, 16, das ist ein Winkelpositionsgeber, mit denen die aktuelle Winkelposition der Welle am Ende jedes Antriebsstranges 8, 9 ermittelt und gegebenenfalls aus einer asymmetrischen Winkelposition eine asymmetrische Stellung der Klappen erkannt werden kann. Vervollständigt wird die Anordnung durch einen an der Antriebseinheit 7 befindlichen Winkelpositionsgeber 17, wobei die drei letztgenannten Komponenten jeweils über eine zugeordnete Transmittereinheit 18 bis 20 und entsprechende Signalleitungen 21, 22 mit einer speziellen Kontrolleinheit 23 verbunden sind, die mit einem Monitor zur Klemmfallerkennung ausgestattet ist.

Bedingt durch den symmetrischen Aufbau des Antriebssystems sowie der Klappen unterscheiden sich bei normalem Flugbetrieb die Zustände der beiden Teilsysteme nur geringfügig voneinander, da die beiden Teilsysteme zur Leistungsübertragung zu den Klappen in der linken und der rechten Tragfläche ein nahezu identisches dynamisches Verhalten aufweisen. Eine mögliche geringfügige Differenz wird im wesentlichen durch eine asymmetrische Luftlastverteilung an den beiden Tragflächen hervorgerufen, welche unter der Kenntnis von Spoilerausschlägen und Fluggeschwindigkeit analytisch mittels adaptiver Schwellwerte im Rahmen der Fehlererkennung berücksichtigt wird. In einem Klemmfall hingegen verändern sich die mechanischen Eigenschaften

- 6 -

eines der beiden Teilsysteme signifikant und damit auch dessen dynamisches Verhalten. Bei einer identischen Anregung durch die Antriebseinheit 7 führt dies zu unterschiedlichen Zuständen in diesen beiden Teilsystemen. Dabei fungiert das fehlerfreie Teilsystem gleichsam als Referenzsystem für das fehlerbehaftete Teilsystem. Ein Signalvergleich zwischen den Zuständen an den jeweiligen Enden der beiden Antriebsstränge und/oder zwischen anderen symmetrischen Zuständen der linken und rechten Teilsysteme 1,2 führt daher in einem Klemmfall zu Differenzen, die im fehlerfreien Normalfall nicht entstehen würden und die erfindungsgemäß zur Detektion eines Klemmfalls genutzt werden.

Um ein Materialversagen auszuschließen, wird nun bei einer durch einen Klemmfall verursachten Überschreitung von vorgegebenen Schwellwerten für die Zustandsdifferenzen die Antriebseinheit 7 abgeregelt. Ergänzend wird durch eine vorgegebene Nachgiebigkeit der Elemente, Wellenabschnitt 27, zwischen der Antriebseinheit 7 und dem ersten Abzweiggetriebe 26, eine reduzierte Belastung der Abtriebe im Klemmfall erzielt, ohne die Dominanz eines Klemmfalls auf die Zustände eines Teilsystems zu verringern. Die Auswertung der zur Fehlererkennung in einem solchen Klemmfall notwendigen Signale und die Initialisierung einer kontrollierten Abregelung der zentralen Antriebseinheit 7 erfolgt dabei in der Kontrolleinheit 23, die ihrerseits Bestandteil eines Ansteuerungs- und Überwachungsrechners 24 für das

Hochauftriebsklappensystem ist.

FIG. 1 zeigt somit eine Vorrichtung zur Lastbegrenzung in einem Flugzeughochauftriebssystem, wobei das Flugzeughochauftriebssystem ein verzweigtes Antriebssystem zur mechanischen Leistungsübertragung an Antriebsstationen 25 einzelner Segmente 3,4,5,6 von Landeklappen- und/oder Vorflügelklappensystemen, Positionssensoren 8,9,17 und eine Antriebseinheit 7 aufweist, wobei die Vorrichtung zur Lastbegrenzung eine Kontrolleinheit 23 aufweist, die mit den Positionssensoren 8,9,17 verbunden ist und ausgestaltet ist, Signale der Positionssensoren 8,9,17 zu verarbeiten und ein Signal zur Begrenzung der zugeführten Antriebsleistung zu erzeugen.

Die Positionssensoren weisen einen Winkelpositionsgeber 17 an der Antriebseinheit und/oder als Asymmetriegeber arbeitende Winkelpositionsgeber 15,16 an den Enden von Antriebssträngen 8,9 auf.

Bei dem in Fig. 2 dargestellten Klappenantriebssystem handelt es sich in Realisierung dieses Verfahrens um einen elektronisch geregelten Überlastschutz durch eine signalbasierte Diagnose. Das Antriebssystem ist weitgehend identisch zu dem in Fig. 1 dargestellten aufgebaut und dient zur Ansteuerung zweier Hochauftriebsklappen 103, 104 bzw. 105, 106 an den Hinterkanten eines Tragflügels über eine zentrale Antriebseinheit 107 sowie über zwei Antriebsstränge 108, 109, Abzweiggetriebe 111, 112 sowie mechanische

- 8 -

Aktuatoren 110. Auch in diesem Fall sind im äußeren Endbereich der Antriebsstränge 108, 109 hydraulisch betätigbare Bremsen 113, 114 und Asymmetrie-Geber 115, 116. Ferner ist an der Antriebseinheit 107 ein Winkelpositionsgeber 117 vorgesehen. Zusätzlich zu den Transmittereinheiten 118 bis 120 und entsprechende Signalleitungen sind in diesem Fall jedoch an den Antriebssträngen 108, 109 jeweils in unmittelbarer Nähe der Abzweiggetriebe 111, 112 weitere Signalgeber 125, 126 vorgesehen, die ebenfalls mit der Kontrolleinheit 123 verbunden sind.

Eine besonders bevorzugte Ausführungsform der Erfindung benutzt Signale von Positionssensoren 17, 15, 16 aus Fig. 1 und zwei weitere Signale von Positionssensoren in unmittelbarer Nähe der jeweils ersten Abzweiggetriebe des linken und rechten Antriebsstrangs, um die Last im Antriebsstrang zu begrenzen. Durch diese Ausführungsform kann der Systemlastbegrenzer ersetzt werden.

Fig. 3 beschreibt in Flussdiagramm 230 ein erfindungsgemäßes Verfahren zur Lastbegrenzung in einem Flugzeughochauftriebssystem, wobei das Flugzeughochauftriebssystem ein verzweigtes Antriebssystem zur mechanischen Leistungsübertragung an Antriebsstationen einzelner Segmente von Landeklappen- und/oder Vorflügelklappensystemen, Positionssensoren und eine Antriebseinheit aufweist.

In Verfahrensschritt 231 erfolgt das Messen von

- 9 -

Signalen von mindestens zwei Positionssensoren. Diese Signale repräsentieren die Winkelpositionen an den Positionen der Positionssensoren im Antriebsstrang. Es können auch mehrere Positionssensoren entlang des Antriebsstrangs verwendet werden. Diese Signale werden der Kontrolleinheit 23 aus FIG. 1 oder 123 aus FIG. 2 zugeführt, in welcher auch die nächsten Verfahrensschritte erfolgen.

In Verfahrensschritt 232 erfolgt das Berechnen mindestens einer Bezugsgröße aus den gemessenen Signalen der Positionssensoren. Die Bezugsgröße ist der Indikator zum Erkennen eines Klemmfalles und somit eines Überlastfalles. Auf die Bestimmung der Bezugsgröße wird unten eingegangen.

Im nächsten Verfahrensschritt 233 erfolgt ein Vergleichen jeder Bezugsgröße mit einem entsprechenden aus einer maximal zulässigen Last vorbestimmten Schwellwert. Es können verschiedene Bezugsgrößen bestimmt werden, denen gleiche oder unterschiedliche Schwellwerte entsprechen.

Solange keine der Bezugsgrößen den entsprechenden Schwellwert erreicht oder überschreitet, erfolgt eine Verzweigung gemäß Pfeil 235 zu Verfahrensschritt 231, und es erfolgen weitere Messungen von Signalen von Positionssensoren.

Wenn mindestens eine der Bezugsgrößen den entsprechenden Schwellwert erreicht oder überschreitet,

- 10 -

erfolgt eine Verzweigung gemäß Pfeil 234 zu Verfahrensschritt 236, dem Erzeugen eines Steuersignals zur Begrenzung der Antriebsleistung in der Kontrolleinheit 23 aus FIG. 1 oder 123 aus FIG. 2.

In Verfahrensschritt 237 wird unter Verwendung des Steuersignals die Antriebsleistung der Antriebseinheit begrenzt. Dabei wird das erzeugte Steuersignal der Kontrolleinheit an den Überwachungsrechner 24 aus FIG. 1 oder 124 in FIG. 4 weitergeleitet, der ein kontrolliertes Abregeln der Leistungszufuhr des Systems durch die Antriebseinheit initiiert. Vorteilhaft weist das Antriebssystem eine hochdynamischen Antriebseinheit zur schnellen Regelung der Antriebsleistung auf.

Aus den gemessenen Signalen von zwei Positionssensoren und der Kenntnis der Nachgiebigkeit (Kehrwert der Steifigkeit) des Antriebsstrangs zwischen den Positionen der Positionssensoren, kann die Last in diesem Abschnitt berechnet werden. Entsprechend der Anzahl der Positionen der Positionssensoren im Antriebstrang kann die Lastverteilung des gesamten Antriebstranges berechnet werden. Aufgrund dieser Zusammenhänge und einer konstruktiv vorgegebenen oder ermittelbaren maximalen Last des Gesamtsystems im fehlerfreien Zustand sind verschiedene Bezugsgrößen und ein entsprechender Schwellwert bestimmbar.

Weil die Differenz der Last im Antriebstrang vor und hinter einem Abzweiggetriebe eine zu begrenzende Last der Abtriebsstränge darstellt, enthält eine der

- 11 -

Bezugsgrößen in einer bevorzugten Ausführungsform mindestens eine Differenz zwischen gemessenen Signalen von mindestens zwei Positionssensoren.

In einer weiteren bevorzugten Ausführungsform werden an mindestens einem Positionssensor zwei Signale in einem bekannten zeitlichen Abstand gemessen, um daraus die Winkelgeschwindigkeit zu bestimmen. Die Differenz von Winkelgeschwindigkeiten zwischen unterschiedlich positionierten Positionssensoren ist ein Indikator für ein abruptes Verzögern der Winkelgeschwindigkeit an einer Stelle des Antriebsstrangs. Folglich erkennt eine entsprechende Bezugsgröße die ein Funktional der Differenz zwischen Winkelgeschwindigkeiten ist, in Verbindung mit einem geeigneten Schwellwert, einen harten Klemmfall, der unweigerlich zu einer Überlast führen würde. Aufgrund dieser Zusammenhänge und einer konstruktiv vorgegebenen oder ermittelbaren maximalen Drehzahldifferenz im fehlerfreien Zustand sind verschiedene Bezugsgrößen und ein entsprechender Schwellwert bestimmbar.

Vorzugsweise enthält eine der Bezugsgrößen ein Funktional mit einer Beschleunigung. Die zur Festlegung der Bezugsgröße und zur Ermittlung des zugehörigen Schwellwerts erforderlichen Überlegungen erschließen sich dem Fachmann ähnlich wie bei der Winkelgeschwindigkeit.

In einer weiteren bevorzugten Ausführungsform verwendet eine der Bezugsgrößen eine berechnete Last mit

- 12 -

ähnlichen Überlegungen wie oben.

In einer weiteren bevorzugten Ausführungsform wird die Antriebsleistung der Antriebseinheit ermittelt, um genauer auf die Lastverteilung im Antriebsstrang zu schließen.

In noch einer bevorzugten Ausführungsform wird ein Schwellwert einem Betriebszustand entsprechend vorbestimmt. Damit wird in jedem Betriebszustand des Systems die Berücksichtigung der geringstmöglichen Belastung im Klemmfall möglich.

In einer anderen bevorzugten Ausführungsform enthält eine der Bezugsgrößen ein Funktional von einer mittels mathematischer Verfahren geschätzten Zustandsgröße aus einer Gruppe umfassend Position, Geschwindigkeit und Last. So kann ein modellbasiertes System eine schnellere Klemmfallerkennung ermöglichen bei gleichzeitiger Reduzierung der Anzahl der Sensoren.

Fig. 4 zeigt die Realisierung eines solchen modellbasierten Systems. Insbesondere sowohl die Sensorpositionen als auch den strukturellen Aufbau eines Beobachters. Neben dem Eingang

$$(1) \quad u = [\varphi_{PCU} \quad \omega_{PCU}]^T$$

ist die Differenz zwischen der gemessenen Ausgangsgröße

$$(2) \quad y_m = [\varphi_{S3} \quad \omega_{S3} \quad \varphi_{S5} \quad \omega_{S5} \quad M_{PCU}]^T$$

und der Ausgangsgröße des Modells als zusätzliche Eingangsgröße auf den Beobachter zurückgeführt.

Untersuchungen zur Zustandsschätzung mit verschiedenen Sensorkonfigurationen haben gezeigt, daß diese Wahl der Sensoranordnung als sensorminimal anzusehen ist. Die bereits in heutigen Hochauftriebssystemen implementierte Sensorik am Ende der Wellentransmission und an der Antriebseinheit muss lediglich durch einen zentral zwischen diesen Positionen liegenden Sensor ergänzt werden, um die notwendige Güte des Beobachters zu gewährleisten.

Eine Beobachterbank zur Erkennung von Aktuatorfehlern zeichnet sich dadurch aus, dass man zum Betrieb des Beobachters jeweils alle verfügbaren Ein- und Ausgänge des Systems benutzt, aber einen einzelnen definierten Eingang bzw. Ausgang nicht berücksichtigt. Die Bezugsgröße

$$(3) \quad r_{\text{gas}} = \varphi_{S1} - \hat{\varphi}_{S1}$$

zeichnet sich in erster Linie durch die fehlende Rückführung des Positionssignals φ_{S1} auf den Beobachter aus. Weil im fehlerfreien Zustand dieser Wert durch den Beobachter richtig abgebildet wird und im Klemmfall nicht, entsteht durch einen Klemmfall eine signifikante Differenz zwischen der realen und der geschätzten Position. Der Beobachter nach Fig. 4 kann folglich im Klemmfall die entstehenden Zustandsschätzfehler nicht beheben. Der Schwellwert ist dabei so gewählt, dass die Bezugsgröße im fehlerfreien Fall kleiner ist als der Schwellwert.

P a t e n t a n s p r ü c h e

1. Verfahren zur Lastbegrenzung in einem Flugzeughochauftriebssystem, wobei das Flugzeughochauftriebssystem ein verzweigtes Antriebssystem zur mechanischen Leistungsübertragung an Antriebsstationen (25) einzelner Segmente (3,4,5,6) von Landeklappen- und/oder Vorflügelklappensystemen, Positionssensoren (8,9,17) und eine Antriebseinheit (7) aufweist, gekennzeichnet durch die Verfahrensschritte,
 - Messen (231) von Signalen von mindestens zwei Positionssensoren;
 - Berechnen (232) mindestens einer Bezugsgröße aus den gemessenen Signalen;
 - Vergleichen (233) jeder Bezugsgröße mit einem entsprechenden aus einer maximal zulässigen Last vorbestimmten Schwellwert; und
 - Erzeugen (236) eines Steuersignals zur Begrenzung

- 15 -

der Antriebsleistung, wenn mindestens eine der Bezugsgrößen den Schwellwert erreicht oder überschreitet.

2. Verfahren zur Lastbegrenzung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass eine der Bezugsgrößen mindestens eine Differenz zwischen gemessenen Signalen von mindestens zwei Positionssensoren enthält.
3. Verfahren nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, dass an mindestens einem Positionssensor zwei Signale in einem bekannten zeitlichen Abstand gemessen werden.
4. Verfahren nach Anspruch 3, dadurch gekennzeichnet, dass eine der Bezugsgrößen ein Funktional der Winkelgeschwindigkeit enthält.
5. Verfahren nach einem der Ansprüche 3 oder 4, dadurch gekennzeichnet, dass eine der Bezugsgrößen ein Funktional der Beschleunigung enthält.
6. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 5, dadurch gekennzeichnet, dass eine der Bezugsgrößen eine berechnete Last verwendet.
7. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 6, dadurch gekennzeichnet, dass die Antriebsleistung der Antriebseinheit ermittelt wird.

- 16 -

8. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 7, dadurch gekennzeichnet, dass unter Verwendung des Steuersignals die Antriebsleistung der Antriebseinheit begrenzt wird (237).
9. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 7, dadurch gekennzeichnet, dass unter Verwendung des Steuersignals die Antriebsleistung der Antriebseinheit hochdynamisch begrenzt wird (237).
10. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 9, dadurch gekennzeichnet, dass ein Schwellwert einem Betriebszustand entsprechend vorbestimmt wird.
11. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 10, dadurch gekennzeichnet, dass eine der Bezugsgrößen ein Funktional von einer mittels mathematischer Verfahren geschätzten Zustandsgröße aus einer Gruppe umfassend Position, Geschwindigkeit und Last enthält.
12. Vorrichtung zur Lastbegrenzung in einem Flugzeughochauftriebssystem, wobei das Flugzeughochauftriebssystem ein verzweigtes Antriebssystem zur mechanischen Leistungsübertragung an Antriebsstationen (25) einzelner Segmente (3,4,5,6) von Landeklappen- und/oder Vorflügelklappensystemen, Positionssensoren (8,9,17) und eine Antriebseinheit aufweist, dadurch gekennzeichnet, dass die Vorrichtung zur Lastbegrenzung eine Kontrolleinheit (23) aufweist,

- 17 -

die mit den Positionssensoren (8,9,17) verbunden ist und ausgestaltet ist, Signale der Positionssensoren zu verarbeiten und ein Signal zur Begrenzung der zugeführten Antriebsleistung zu erzeugen.

13. Vorrichtung nach Anspruch 12, dadurch gekennzeichnet, dass die Positionssensoren einen Winkelpositionsgeber (17) an der Antriebseinheit und/oder als Asymmetriegeber arbeitende Winkelpositionsgeber (15,16) an den Enden von Antriebssträngen (8,9) aufweisen.
14. Vorrichtung nach Anspruch 12 oder 13, dadurch gekennzeichnet, dass die Positionssensoren Winkelpositionsgeber (125,126) an Abzweiggetrieben (11,111,112) der Antriebsstränge (8,9) aufweisen.
15. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 12 bis 14, dadurch gekennzeichnet, dass die Antriebseinheit (7) hochdynamisch leistungsregelbar ist.
16. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 12 bis 15, dadurch gekennzeichnet, dass zwischen der Antriebseinheit (7) und dem ersten Abzweiggetriebe (26) ein Wellenabschnitt (27) definierter hoher Nachgiebigkeit angeordnet ist.

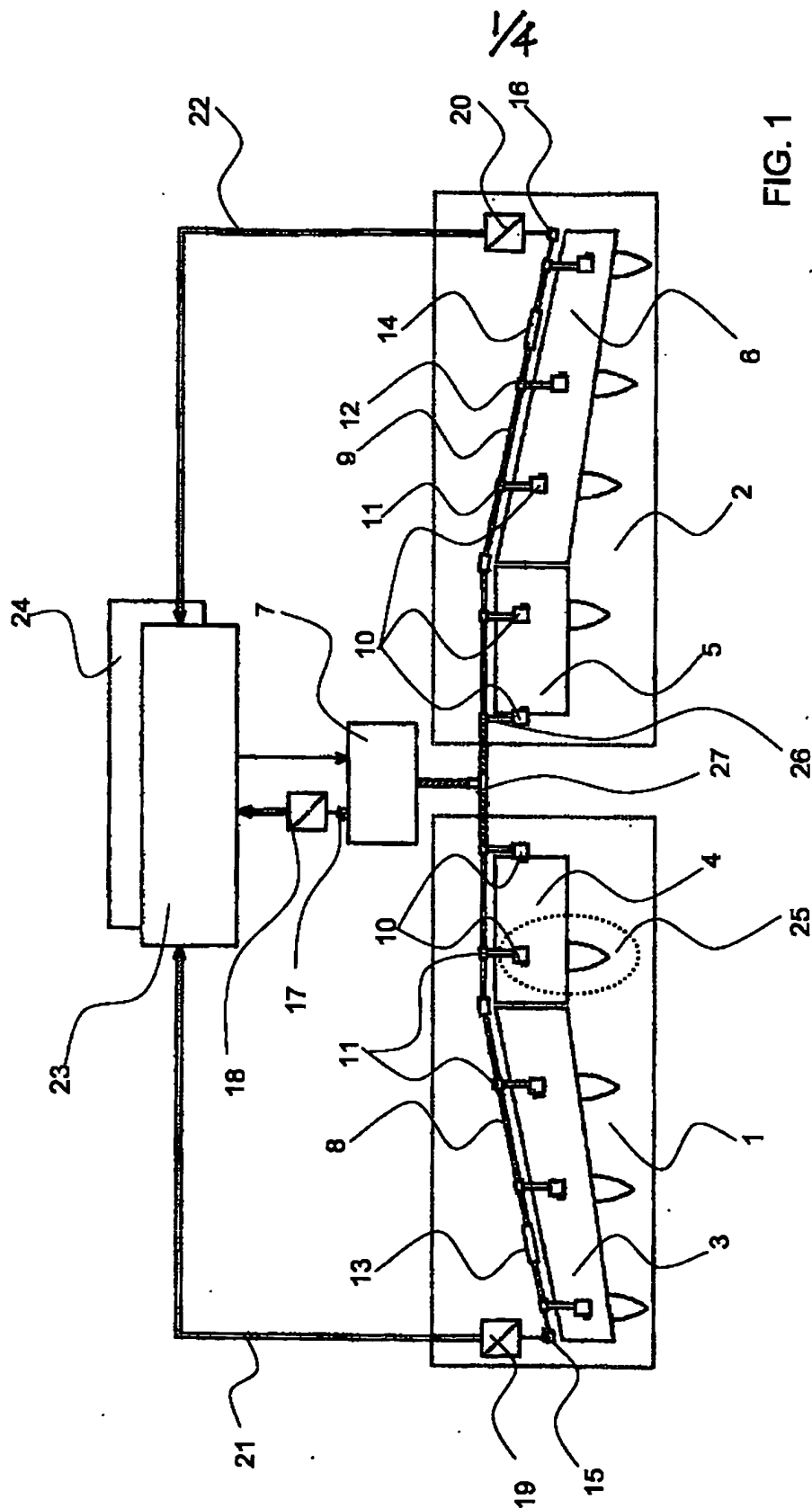


FIG. 1

2/4

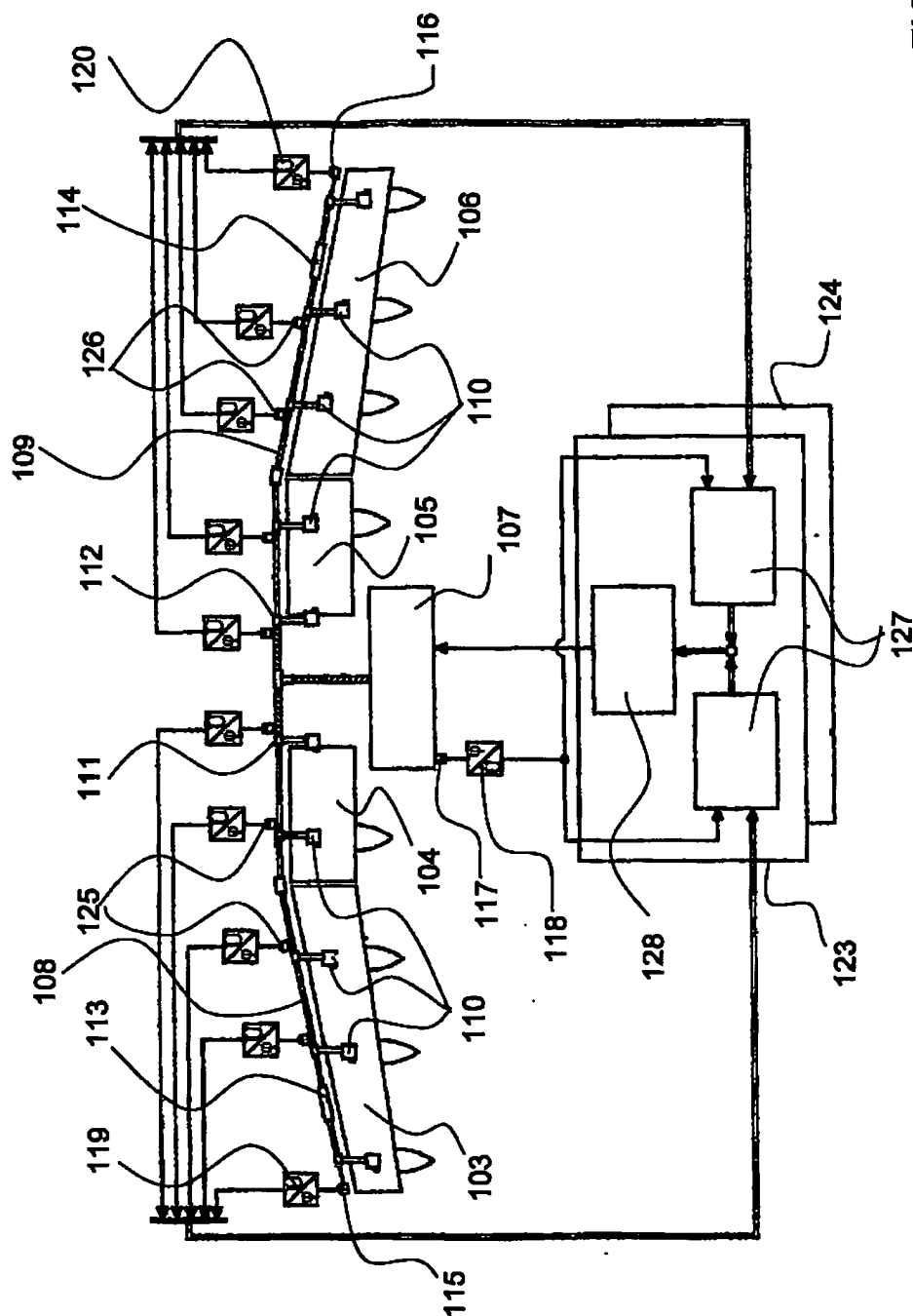


FIG. 2

3/4

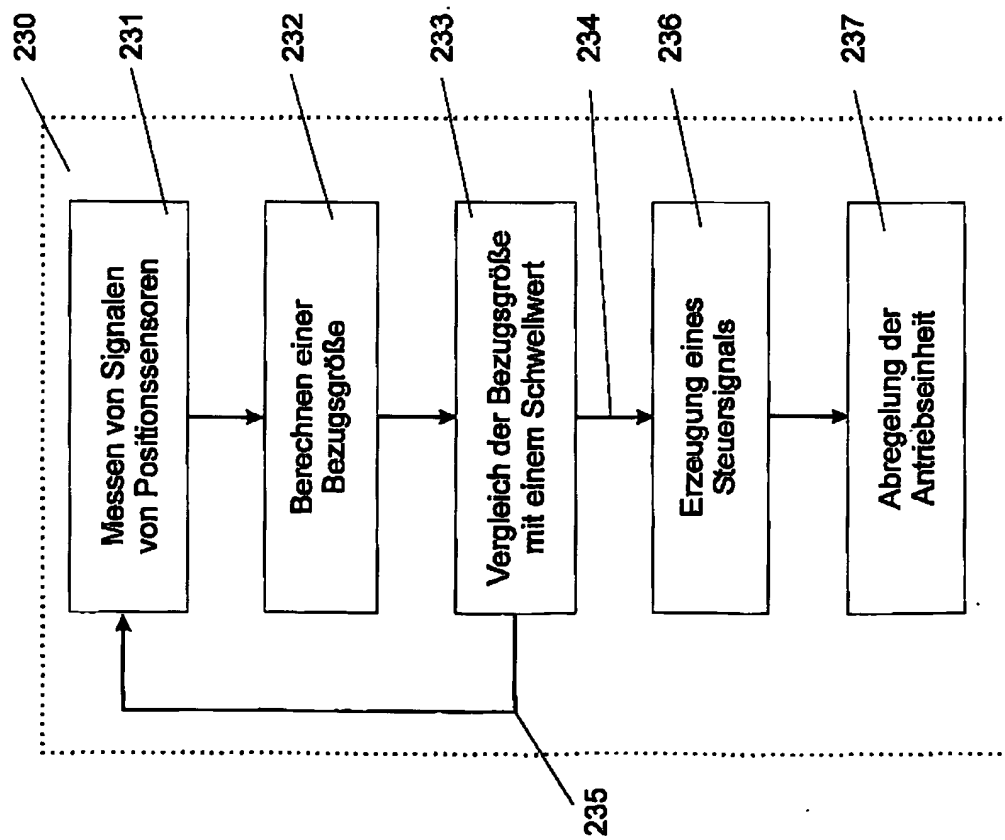


FIG. 3

